VISIT…

LANZAROTE
Caliente.com



Бурцев
Борис Николаевич
д.т.н., начальник
отделения аэроупругости
и прочности



Вагис
Виктор Павлович
заместитель начальника
отдела несущей системы
и трансмиссии



Селеменев
Сергей Витальевич
начальник отдела
несущих винтов

СООСНЫЙ НЕСУЩИЙ ВИНТ ВЕРТОЛЕТА
КОНСТРУКЦИЯ И АЭРОМЕХАНИКА

Фирма КАМОВ, Московская Область, Россия



Введение

Перспективная техника основана на математическом моделировании (программное обеспечение), на модельных испытаниях, на летных испытаниях, на опыте развития вертолетостроения и на новых конструкционных материалах.

Рис.1 и Рис.2 показывают основные параметры соосных вертолетов фирмы КАМОВ.

1. Математическое моделирование соосного винта и физические эксперименты

Обзор теоретических и экспериментальных исследований по аэродинамике соосных винтов, опубликован в работах Coleman, C.P. [4] и Бурцева, Б.Н. [9,10].

В работах [9, 10] представлены результаты анализа относительного КПД как для одиночных и соосных несущих винтов, так и для вертолета с рулевым винтом и соосного вертолета. Анализ был выполнен посредством простой физической модели, основанной на результатах численного моделирования, испытаний в аэродинамической трубе и натурных летных испытаниях.

В работах [9, 10], показано, что характерная особенность соосного несущего винта - высокое аэродинамическое совершенство на режиме висения, вызвано дополнительным количеством воздуха, всасываемого нижним несущим винтом (Рис.3). Соосный винт на режиме висения имеет на 13% большее значение относительного КПД по сравнению с одиночным винтом, несбалансированным крутящим моментом (Рис.3). Отсутствие потерь мощности на привод рулевого винта у соосного вертолета как винтокрылого летательного аппарата, обеспечивает ему на 20% больший относительный КПД (Рис.3, Рис.4). На Рис.5 представлены относительные КПД соосных вертолетов. Эти результаты были получены в натурных летных испытаниях на режимах висения.

Натурные летные исследования вихревой структуры струи винтов соосого вертолета Ка-32 выполнены успешно [5, 6]. Применен метод дымовой визуализации, используя расположенные в концах лопастей малые генераторы дыма. Вихревая струя соосных винтов визуализирована на висении, малых и средних скоростях полета, вне влияния воздушной подушки (Рис.8). При анализе результатов использован критерий подобия, определяющий скорости полета и индуктивные скорости струи относительно величины индуктивной скорости идеального винта на висении. Показано, что на висении вертикальная скорость концевых вихрей меньше индуктивной скорости идеального одиночного винта. Измеренное поджатие струи составило 0.85R для верхнего винта и 0.91R для нижнего винта (Рис.6).

В поступательном полете визуализирована вихревая система струи соосных винтов. Показано, что в передней части винтов свободные концевые вихри находятся над плоскостями вращения верхнего и нижнего винтов. Эта плоская часть вихревой системы может распространяться назад по потоку до 3/4 радиуса винтов (Рис.9).

2. Базовые технические решения и аэроупругие явления

Очень важно иметь адекватное математическое представление явлений аэромеханики соосных винтов. Это дает возможность объяснить и предсказать:

- собственные частоты лопастей винтов;
- нагрузки и деформации;
- границы аэроупругой устойчивости: границу
- флаттера, срывной флаттер, земной резонанс;
- летные данные вертолета.

На фирме КАМОВ разработаны математические методы, моделирующие явления аэроупругости соосных винтов [1,2,3,8,9,10]. Аэроупругие явления, которые можно моделировать показаны на Рис.10, строкам (1-7) таблицы соответствуют:

(1) система уравнений движения упругих лопастей;
(2) упругая модель проводки управления вертолета (граничные условия);
(3) модель вихревой системы соосных винтов;
(4, 5, 6) стационарные и нестационарные аэроупругие характеристики профилей лопасти;
(7) упругомассовые и геометрические данные лопастей верхнего / нижнего винтов и втулок.

Строки (1-8) таблицы на Рис.11 показывают функциональные возможности математических моделей (алгоритмов). Столбцы (1-5) соответствуют версиям математических моделей. Возможно моделирование как установившихся, так и неустановившихся режимов полета соосного вертолета (маневров).

Базируясь на многолетнем опыте фирмы КАМОВ, были разработаны новые подходы к проектированию соосных винтов вертолета Ка-50.

Аэродинамические профили лопастей были специально спроектированы ЦАГИ для Ка-50, Ка-115, Ка-226 (Рис.12). Оптимальная комбинация аэродинамических характеристик профилей $C_y, C_{xp}, C_m(\alpha, M)$, обеспечила необходимые условия достижения:

- высоких перегрузок и границы “срыва”;
- достаточный запас скорости до границы флаттера в поступательном полете;
- низких нагрузок на винтах и в проводке управления;
- низкого уровня вибраций;
- высоких летных данных вертолета.

Стреловидная законцовка лопасти, разработана фирмой КАМОВ для тех же самых целей.

Использование базовых технических реше-

ний, стало достаточным условием достижения высоких характеристик соосных винтов и как следствие вертолета в целом.

3. Передовые технологии фирмы КАМОВ

3.1. Стекло- и углепластиковые лопасти несущего винта

В конце 1950-х годов на фирме КАМОВ были разработаны, изготовлены и испытаны стеклопластиковые лопасти несущего винта. В 1965г. первые серийные стеклопластиковые лопасти винта были успешно облетаны на вертолете Ка-15. В 1967г. серийные стеклопластиковые лопасти винта были успешно облетаны на вертолете Ка-26. В конце 1970-х фирмой КАМОВ были успешно разработаны стеклоуглепластиковые лопасти винта.

Угольные волокна имели потенциальные удельные значения жесткости которые в шесть раз превышали значения используемых в то время конструкционных материалов. Это было существенным для решения проблем упругой устойчивости и аэроупругих проблем конструкции.

Использование комбинации стеклянных и угольных волокон определило благоприятные формы разрушения композита и обеспечило решение проблем аэродинамики, конструкции и динамики.

Вертолет Ка-50 имеет передовые технические решения в геометрии несущего винта:
- специальный аэродинамический профиль;
- оптимальная крутка лопастей;
- стреловидная законцовка лопасти (Рис.13).

Все лопасти фирмы КАМОВ оснащены электрической противообледенительной системой.

3.2. Современные втулки несущих винтов

Все вертолеты фирмы КАМОВ, предшественники Ка-50, имели полностью шарнирные втулки несущего винта с шарнирно закрепленными лопастями. Вертолет Ка-32 имеет металлические втулки, механические и эластомерные шарниры и демпферы (Рис.14).

Вертолет Ка-50 имеет металлокомпозиционную втулку, упругий шарнир и демпфер, упругие элементы движения лопастей по общему шагу, взмаху и в плоскости вращения (Рис.14).

3.3. Проводка управления несущего винта

Параметры проводки управления определяют движение лопасти "взмах-вращение-шаг" и устойчивость движения лопастей винта (Рис.11, Рис.14, Рис.15).

Математическая модель проводки управления соосного винта была разработана фирмой КАМОВ [1]. Эта математическая модель используется для проектирования проводки управления и для анализа частот и устойчивости.

Матрица - функция податливости проводки управления была измерена на натурных соосных вертолетах четырех типов.

Анализ экспериментальных результатов позволил разработать математическую модель проводки управления и адекватные формулы для "аппроксимации-вычисления" матрично - функциональных элементов. Посредством этих формул характеристики жесткости агрегатов проводки управления были определены без их непосредственного физического измерения для соосных вертолетов четырех типов. Показано, что собственные векторы матрицы податливости – есть крутильные формы колебаний шести лопастей на проводке управления, и собственные числа - есть динамические податливости, которые обычно измеряются другим способом – в частотных натурных испытаниях. Результаты представлены на Рис.16 [1].

4. Аэроупругие проблемы соосного вертолета были исследованы и передовые технологии были реализованы

4.1. Опыт фирмы КАМОВ сконцентрирован в боевом вертолете Ка-50

Приемлемый запас по скорости полета до границы флаттера и срывного флаттера, был предсказан математическим моделированием и подтвержден данными летных испытаний (Рис.17). Результаты летных испытаний показаны на Рис.17 в координатах (ωR-V). Показана только часть результатов летных испытаний, а именно: от V~300 до V_{MAX}=350 км/ч и далее до V=390 км/ч. В расчетах флаттер не обнаружен, что подтверждается летными испытаниями (Рис.18). Расчетная граница флаттера показывает, что сравнительно с данными (точками) летных испытаний имеется запас по скорости не менее 50 км/ч (Рис.18).

Низкий уровень вибраций соосных вертолетов обсуждался в работе [2]. Вибрации корпуса вертолета возбуждает суммарная сила от переменных сил приложенных на втулках верхнего и нижнего несущих винтов. Конструкция соосных винтов Ка-50 обеспечивает минимальные переменные суммарные силы на корпусе вертолета. Соответственно минимальны и вибрации вертолета.

Уровень вибраций не превосходит 0.01g на основных режимах полета. Маятники на лопастях и антирезонансная подвеска редуктора не используются. Пример показан на Рис.19 [2].

Специфической для соосного вертолета является задача обеспечения приемлемого расстояния между концами лопастей верхнего и нижнего винтов. Как задача аэромеханики она аналогична задаче обеспечения зазора между лопастями несущего винта и хвостовой балкой вертолета с рулевым винтом.

На фирме КАМОВ используются как расчет-

ные методы исследования этой проблемы, так и летные исследования [3, 8]. В летных испытаниях с помощью фотооптических приборов расстояние измеряется в каждой из 6-ти “точек встречи”, в которых лопасти верхнего винта оказываются над лопастями нижнего винта при их относительном вращении с удвоенной угловой скоростью.

Ниже кратко описана механика явления сближения концов лопастей (Рис.20). На режиме висения плоскости концов лопастей верхнего и нижнего винтов параллельны. Расстояние между ними несколько больше конструктивного расстояния между втулками винтов (H_0).

В поступательном полете возникают переменные по азимуту воздушные силы, которые вызывают маховое движение лопастей. В следствии этого в продольном направлении плоскости концов лопастей верхнего и нижнего винтов наклоняются на равные углы в направлении скорости полета (вперед или назад).

В поперечном направлении (при виде по полету) плоскости концов лопастей наклоняются навстречу друг другу, вследствие противоположного направления вращения лопастей верхнего и нижнего винтов (Рис.20).

Поэтому на одной стороне диска расстояние между плоскостями концов лопастей уменьшается, а на противоположной – увеличивается. В поперечном направлении угол наклона плоскости концов лопастей примерно равен углу взмаха лопасти (влево / вправо) и зависит от режима полета (Рис.20). Как известно из аэромеханики, имеются зависимости между маховым движением лопасти и параметрами винта, особенно числом Локка, углом геометрической крутки лопасти и крутильной жесткостью лопасти / проводки управления.

Расчеты и результаты летных испытаний определили значения параметров соосных винтов, упомянутых выше, которые гарантируют приемлемое безопасное расстояние между концами лопастей.

На Рис.20 показаны измеренные в ходе летных испытаний вертолета Ка-50 углы махового движения концов лопастей в сравнении с расчетными данными.

Обобщенные результаты измерений для горизонтального полета и маневров вертолета Ка-50, представлены на Рис.21, Рис.22.

Приемлемые расстояния между концами лопастей соосного винта были обоснованы математическим моделированием и подтверждены результатами летных испытаний для всего утвержденного перечня маневров.

Приемлемые расстояния между концами лопастей нижнего винта и хвостовой балкой были проверены и обеспечиваются.

4.2. Особенности маневренности вертолета Ка-50

Зависимость – перегрузка / скорость полета вертолета Ка-50 была рассчитана и подтверждена результатами летных испытаний:

- в пределах эксплуатационных ограничений (тангаж, крен, частота вращения винта, нагрузки на лопастях, …);
- в пределах специальных ограничений акробатического пилотажа.

На Рис.23 представлена лишь часть точек летных испытаний, а именно:
для $2 < n_Y < 3.5$ и для $n_Y \approx 0$.

Каждая точка соответствует одному из выполненных маневров. Большая часть точек показана на Рис.23. Никакие из установленных ограничений не были превышены.

На Рис.23 также показаны данные летных испытаний вертолета “Tiger” [13].

Таблица на Рис.24 представляет параметры некоторых маневров в пределах специальных ограничений для акробатических показательных полетов. Особо следует отметить параметры "плоского разворота" и вывода из пикирования после “косой петли” ($n_Y \approx 3.5$).

4.3. Средства контроля и анализа акробатического полета

Программное обеспечение NSTAR было создано, чтобы обеспечить обработку и анализ данных полета вертолета Ка-50. При использовании записей, сделанных испытательной контрольно-измерительной аппаратурой вертолета программное обеспечение NSTAR делает возможным восстановить траекторию маневра и вычислять дополнительные значения параметров полета [14].

Программное обеспечение NSTAR совместимо как с аппаратурой летных испытаний, так и со штатными бортовыми магнитными регистраторами. Результаты работы NSTAR используются для следующих целей:

- анализа действий и помощи в обучении пилотов;
- контроля ограничений критических параметров;
- как входные данные для математического моделирования.

Рис.25 представляет пример восстановления траектории “косой петли”.

5. Заключение

Основные проблемы аэромеханики и аэроупругости соосных винтов были исследованы и передовые конструкции были реализованы.

Передовые конструктивные решения определяют летные данные и маневренность вертолета.

6. Литература

1. Bourtsev, B.N., “Aeroelasticity of Coaxial Helicopter Rotor”, *Proceedings of 17th European Rotorcraft Forum*, Germany, Berlin, Sept. 1991.

2. Bourtsev, B.N., “The Coaxial Helicopter Vibration Reduction”, *Proceedings of 18th European Rotorcraft Forum*, France, Avignon, Sept. 1992.

3. Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., “The Flap Motion and the Upper Rotor Blades to Lower Rotor Blades Clearance for the Coaxial Helicopters”, *Proceedings of 19th European Rotorcraft Forum*, Italy, Como, 14 – 16 Sept. 1993.

4. Coleman, C.P., “A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research”, *Proceedings of 19th European Rotorcraft Forum*, Italy, Como, 14 – 16 Sept. 1993.

5. Akimov,A.I., Butov, V.P., Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., “Flight Investigation of Coaxial Rotor Tip Vortex Structure”, *ASH 50th Annual Forum Proceedings*, USA, Washington, DC, May 1994.

6. Акимов,А.И., Бутов, В.П., Бурцев, Б.Н., Селеменев, С.В., “Летные исследования и анализ вихревой структуры винтов соосного вертолета”, *Российское Вертолетное Общество, Труды 1го Форума*, Россия, Москва, 20 – 21 Сентября 1994.

7. Bourtsev, B.N., Gubarev, B.A., “A Ka-115 Helicopter a New Development of KAMOV Company”, *Proceedings of 22nd European Rotorcraft Forum*, Russia, Saint-Petersburg, 30 August – 1 Sept., 1995.

8. Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., “The Flap Motion and the Upper Rotor Blades to Lower Rotor Blades Clearance for the Coaxial Helicopters”, *Journal of AHS,* No1, 1996.

9. Bourtsev, B.N., Kvokov, V.N., Vainstein, I.M., Petrosian, E.A., “Phenomenon of a Coaxial Helicopter High Figure of Merit at Hover”, *Proceedings of 23rd European Rotorcraft Forum*, Germany, Dresden, 16 – 18 Sept. 1997.

10. Бурцев, Б.Н., Вайнштейн, И.М., Квоков, В.Н., Петросян,Э.А., “Феномен высокого коэффициента полезного действия соосных несущих винтов на режиме висения”, *Российское Вертолетное Общество, Труды 3го Форума*, Россия, Москва, 24 – 25 Марта 1998.

11. Bourtsev, B.N., Koptseva, L.A., Animitsa, V.A., Nikolsky, A.A., “Ka-226 Helicopter Main Rotor – as a New Joint Development by KAMOV & TsAGI ”, *Aviation Prospects 2000, International Symposium*, Russia, Zhukovsky Moscow Region, 19 – 24 August 1997.

12. Бурцев, Б.Н., Копцева, Л.А., Анимица, В.А., Никольский, А.А., “Несущий винт вертолета Ка-226 – новая совместная разработка фирмы КАМОВ и ЦАГИ”, *Российское Вертолетное Общество, Труды 3го Форума*, Россия, Москва, 24 – 25 Марта 1998.

13. Kurt Gotzfried, “Survey of Tiger Main Rotor Loads from Design to Flight Test”, *Proceedings of 23rd European Rotorcraft Forum*, Germany, Dresden, 16 – 18 Sept. 1997.

14. Bourtsev,B.N., Guendline,L.J., Selemenev, S.V., “Method and Examples for Calculation of Flight Path and Parameters While Performing Aerobatics Maneuvers by the Ka-50 Helicopter based on Flight Data Recorded Information”, *Proceedings of 24th European Rotorcraft Forum*, France, Marseilles, 15 – 17 Sept. 1998.

15. Mikheyev,S.V., Bourtsev,B.N., Selemenev, S.V., “Ka-50 Attack Helicopter Aerobatic Flight”, *Proceedings of 24th European Rotorcraft Forum*, France, Marseilles, 15 – 17 Sept. 1998.

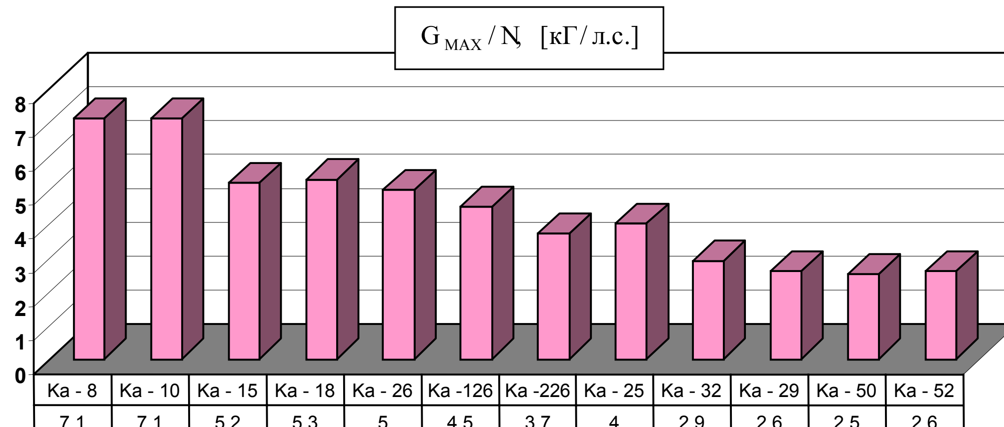
16. Mikheyev,S.V., Bourtsev,B.N., Selemenev, S.V., “Ka-50 Attack Helicopter Aerobatic Flight”, *ASH 55th Annual Forum Proceedings*, Canada, Montreal, 25 – 27 May 1999.

17. Самохин, В.Ф., Ермилов, А.М., Котляр, А.Д., Бурцев, Б.Н., Селеменев, С.В., “Импульсное акустическое излучение вертолета соосной схемы при крейсерских скоростях полета”, *Тезисы докладов на семинаре “Авиационная акустика”*, Россия, Дубна Московской области, 24 – 27 Мая 1999.

18. Bourtsev, B.N., Selemenev, S.V., Vagis V.P., “Coaxial Helicopter Rotor Design & Aeromechanics”, *Proceedings of 25th European Rotorcraft Forum*, Vol.1, Paper No.G22, Italy, Rome, 14 – 16 Sept. 1999.

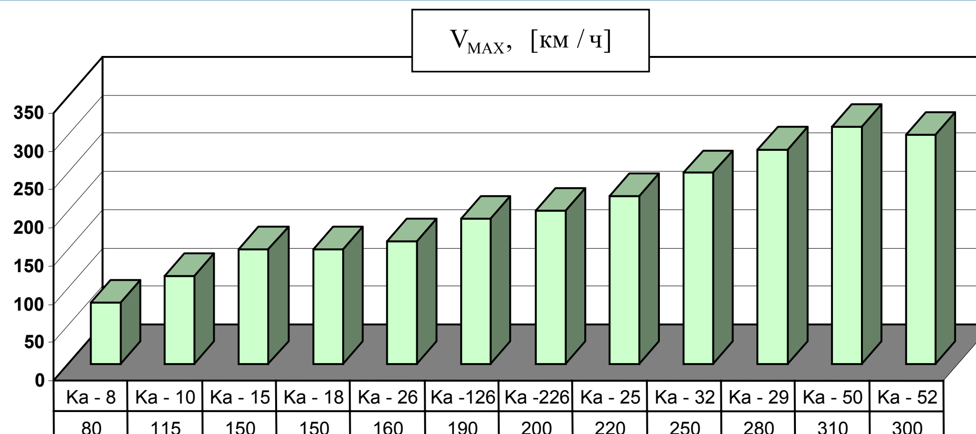
Основные параметры соосных вертолетов фирмы КАМОВ

НАГРУЗКА НА МОЩНОСТЬ



Ка - 8	Ка - 10	Ка - 15	Ка - 18	Ка - 26	Ка -126	Ка -226	Ка - 25	Ка - 32	Ка - 29	Ка - 50	Ка - 52
7,1	7,1	5,2	5,3	5	4,5	3,7	4	2,9	2,6	2,5	2,6

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ

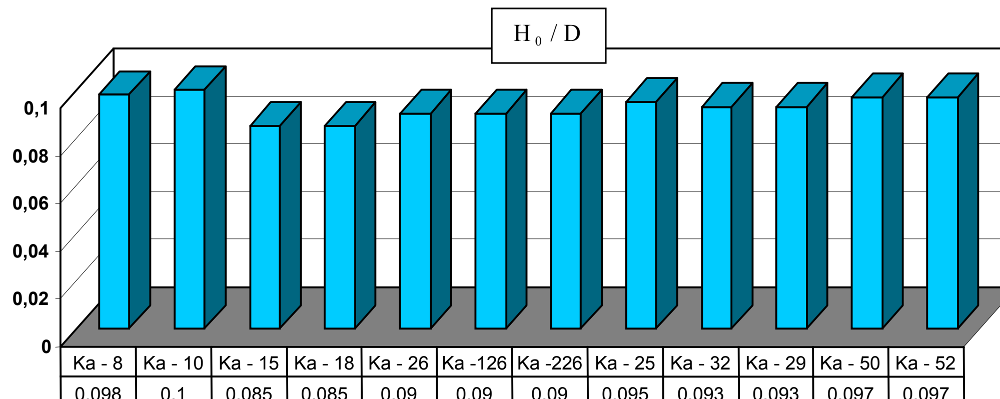


Ка - 8	Ка - 10	Ка - 15	Ка - 18	Ка - 26	Ка -126	Ка -226	Ка - 25	Ка - 32	Ка - 29	Ка - 50	Ка - 52
80	115	150	150	160	190	200	220	250	280	310	300

Рис. 1

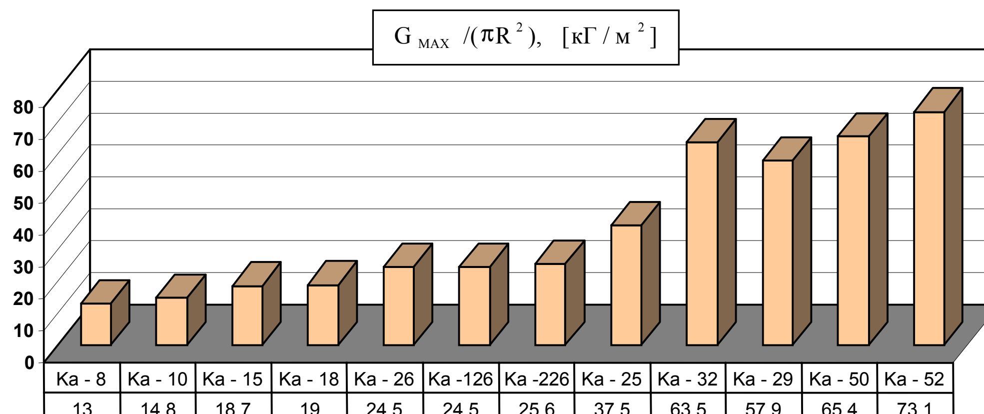
Основные параметры соосных вертолетов фирмы КАМОВ

ОТНОСИТЕЛЬНОЕ РАССТОЯНИЕ МЕЖДУ ВТУЛКАМИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ



Ка - 8	Ка - 10	Ка - 15	Ка - 18	Ка - 26	Ка -126	Ка -226	Ка - 25	Ка - 32	Ка - 29	Ка - 50	Ка - 52
0,098	0,1	0,085	0,085	0,09	0,09	0,09	0,095	0,093	0,093	0,097	0,097

НАГРУЗКА НА ДИСК ВИНТА



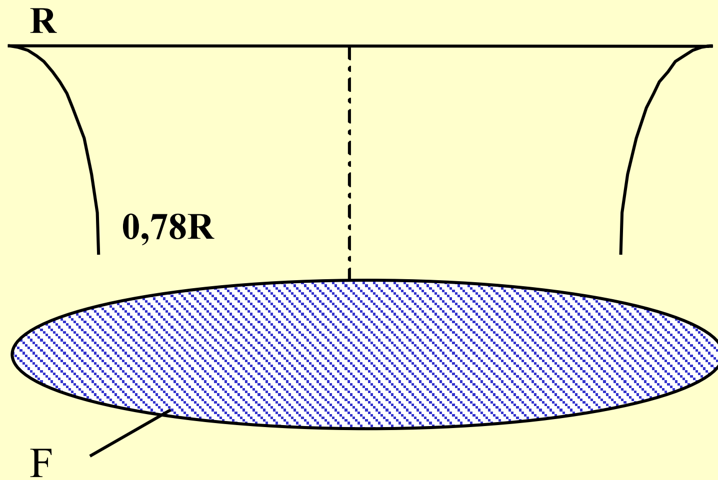
Ка - 8	Ка - 10	Ка - 15	Ка - 18	Ка - 26	Ка -126	Ка -226	Ка - 25	Ка - 32	Ка - 29	Ка - 50	Ка - 52
13	14,8	18,7	19	24,5	24,5	25,6	37,5	63,5	57,9	65,4	73,1

Рис. 2

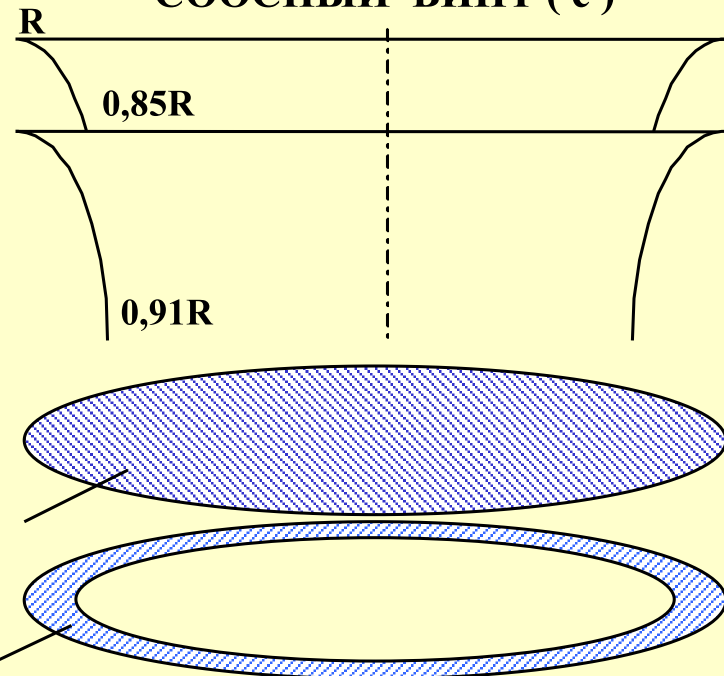
Одиночный и Соосный винты

площади активных дисков , эффективные диаметры , мощность и тяга на висении

ОДИНОЧНЫЙ ВИНТ (s)



СООСНЫЙ ВИНТ (c)



$\delta F = 0{,}28F$

$$Fs = F = \pi D^2/4$$

$$Fc = \pi D^2/4 + \delta F = 1{,}28\,Fs$$

$$D_{EFF} = \sqrt{4\,Fs/\pi} = 1{,}13\,D$$

$$Ts = (33{,}25 \cdot \eta_S \cdot D \cdot N\sqrt{\Delta})^{2/3}$$

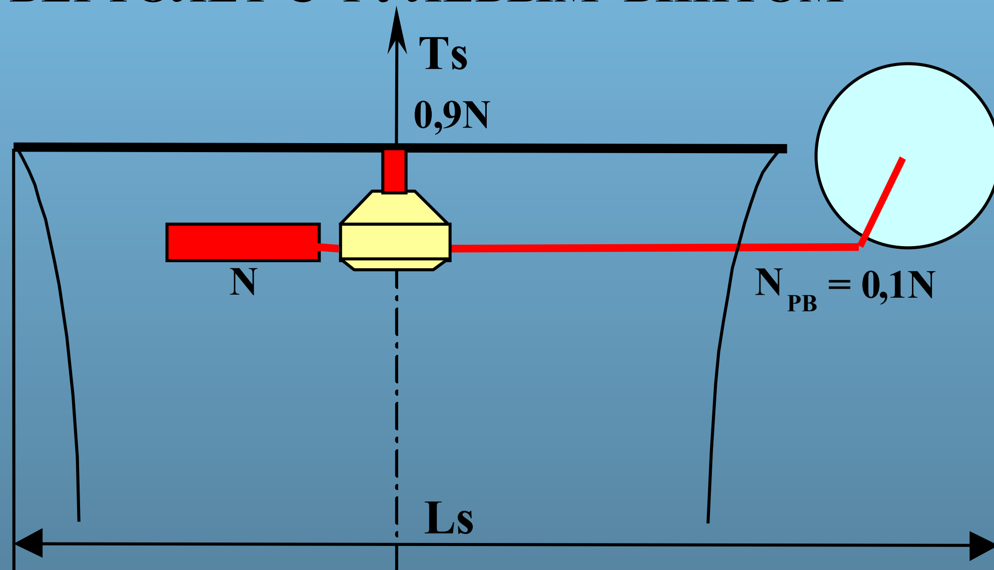
$$Tc = (33{,}25 \cdot \eta_C \cdot D \cdot N\sqrt{\Delta})^{2/3}$$

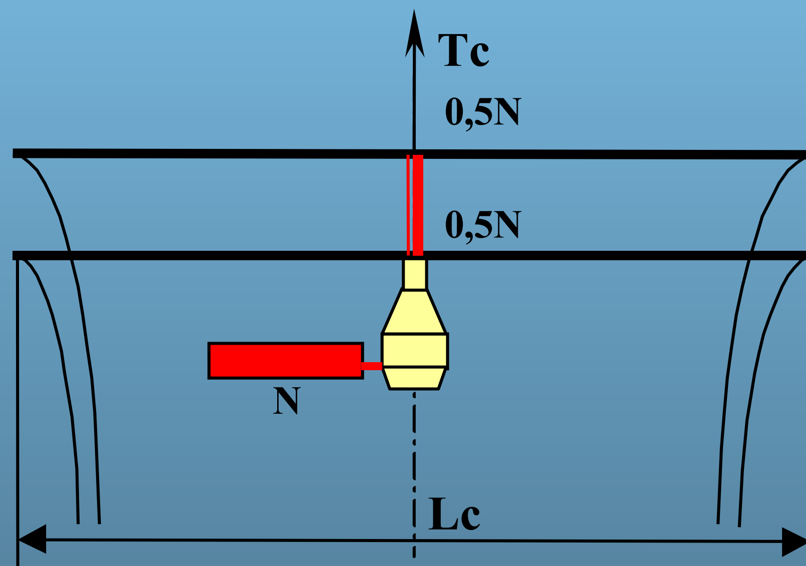
$$\eta_C = \frac{D_{EFF}}{D} \cdot \eta_S = 1{,}13\eta_S$$

Рис. 3

Одиновинтовой и Соосный вертолеты

диаметр несущего винта , мощность и тяга на висении





$Ts = (33{,}25 \cdot \eta_S \cdot Ds \cdot 0{,}9N\sqrt{\Delta})^{2/3}$

$Tc = (33{,}25 \cdot \eta_C \cdot Dc \cdot N\sqrt{\Delta})^{2/3}$

При $\eta_c / \eta_s = 1{,}13$ и $Nc = Ns = N$ и $N_{PB} = 0{,}1N$:

1. При $Dc = Ds$ отношение тяг $Tc / Ts = (1{,}13 / 0{,}9)^{2/3} = 1{,}16$;
2. При $Ts = Tc$ отношение диаметров $Ds / Dc = 1{,}13 / 0{,}9 = 1{,}26$.

Рис. 4



КПД соосных винтов

(измерения в летных испытаниях)

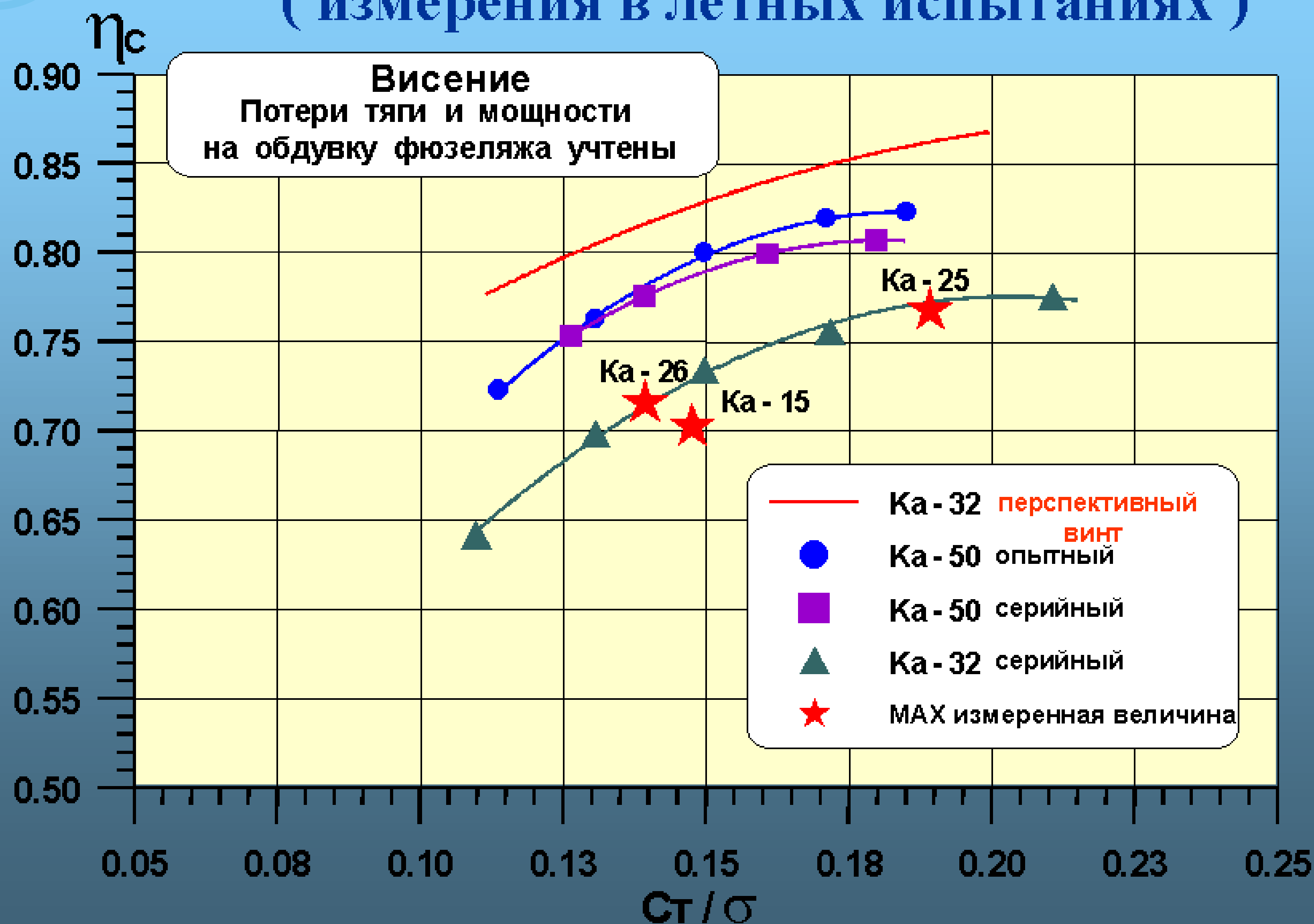


Рис. 5

Форма вихревого следа на висении
Аппроксимация формы следа

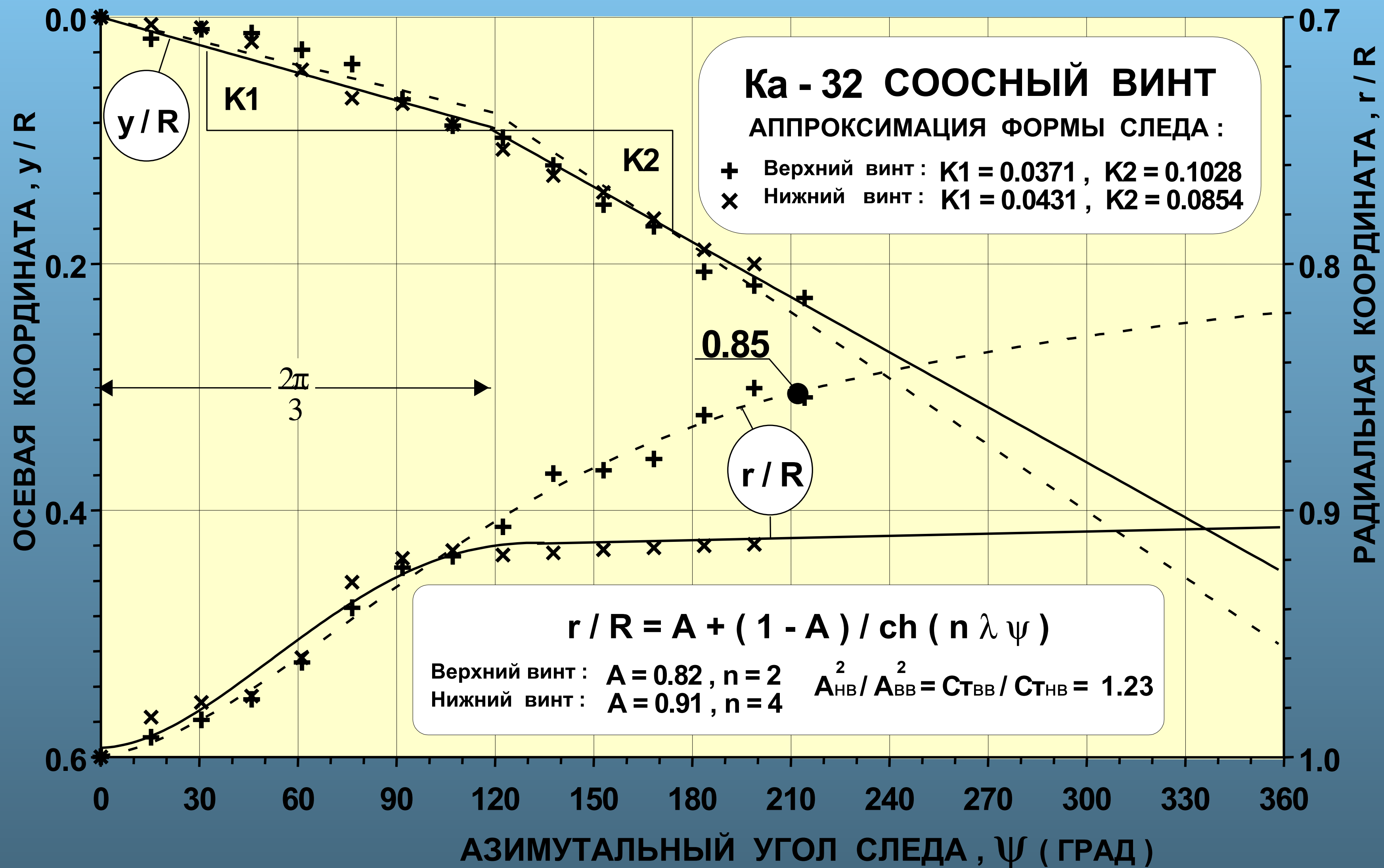


Рис. 6



СТАТИСТИЧЕСКАЯ ДИАГРАММА

Нагрузка на мощность - Нагрузка на диск - Относительный КПД для соосных вертолетов и вертолетов с рулевым винтом

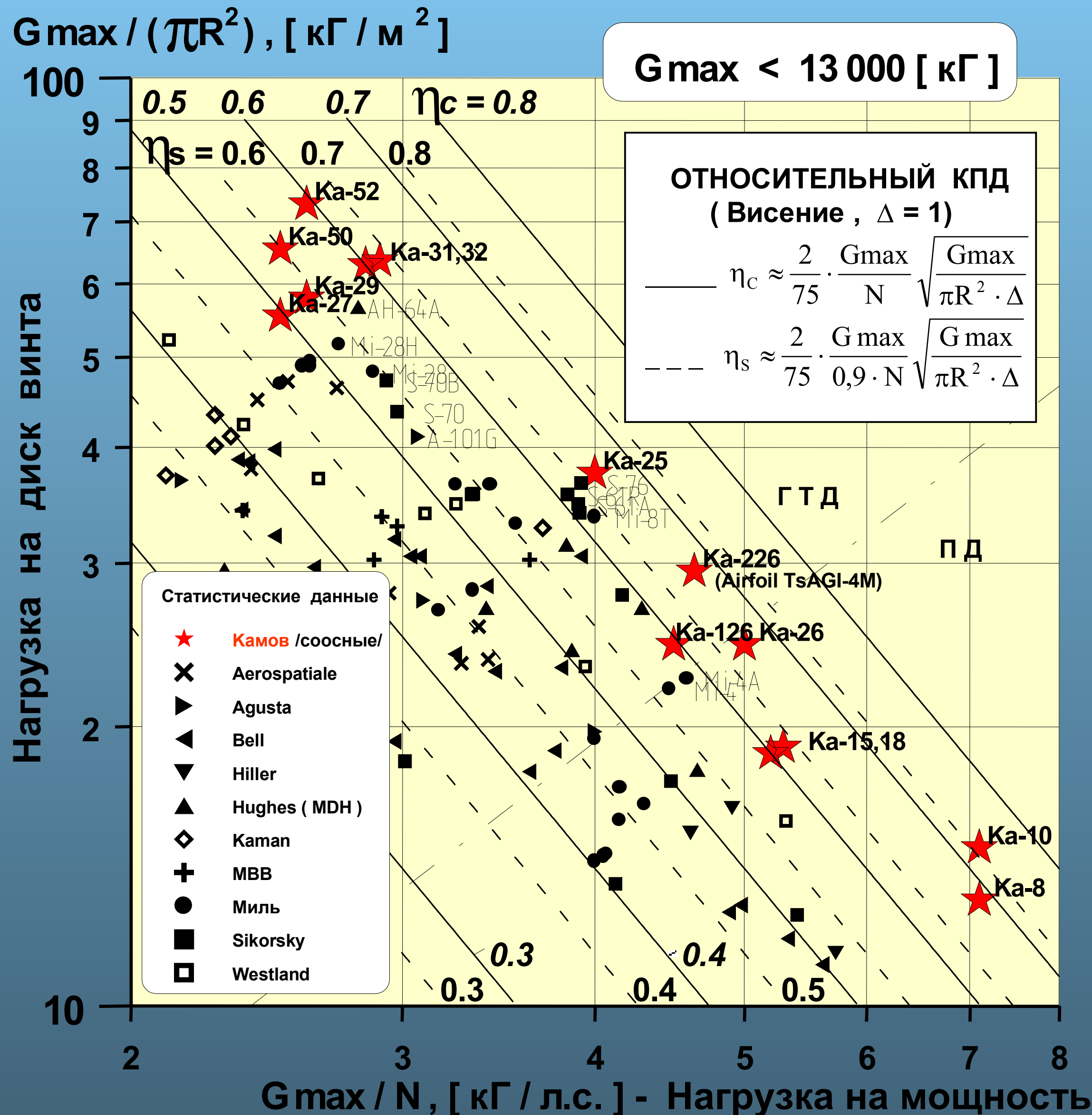


Рис. 7

Боковой вид формы вихревого следа соосного винта для нескольких скоростей полета вне влияния земли

$V_{возд}$ = 5 [км/ч]

$V_{возд}$ = 73 [км/ч]

$V_{возд}$ = 138 [км/ч]

$V_{возд}$ = 227 [км/ч]

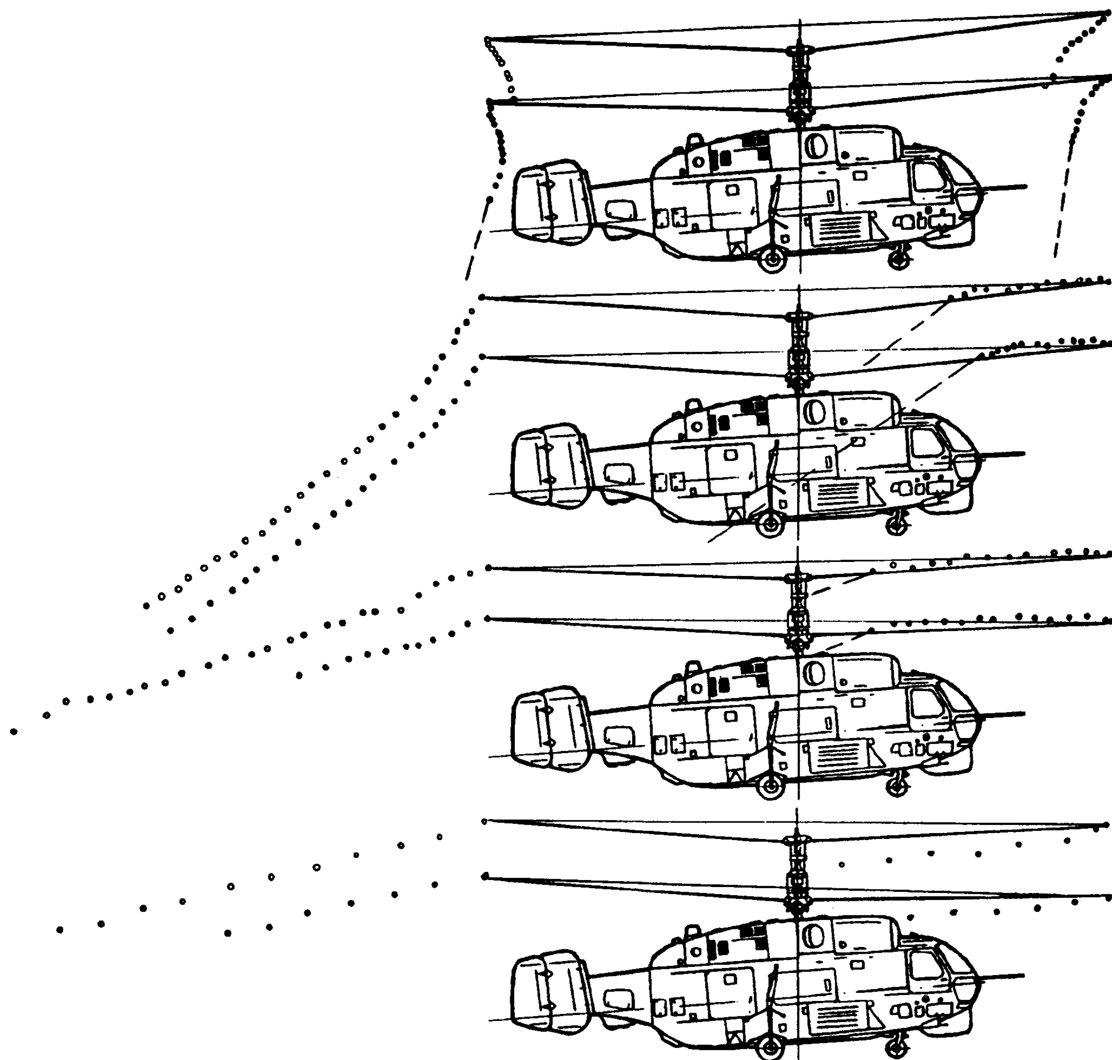
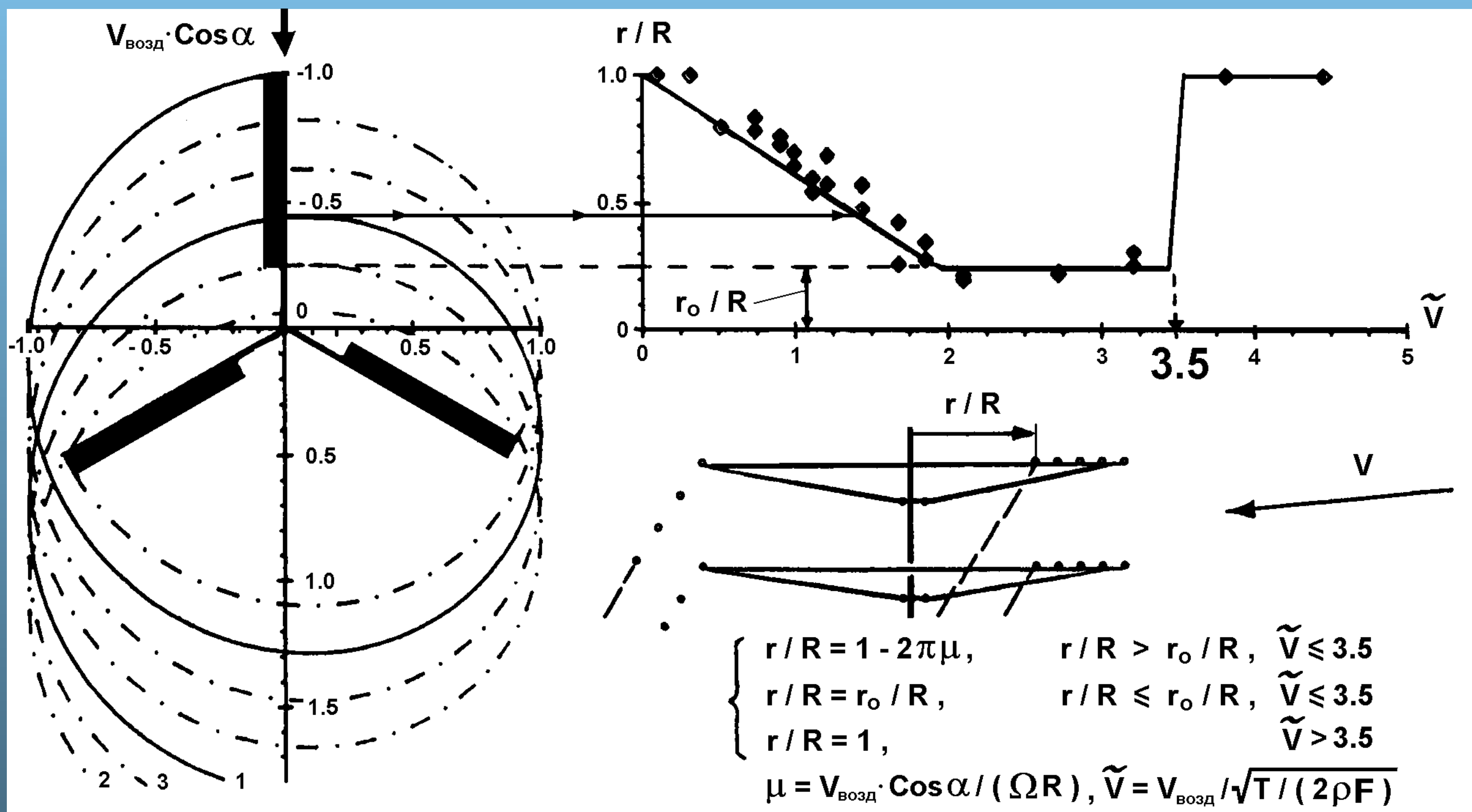


Рис. 8

Положение передней границы вихревого следа по скорости горизонтального полета



$$\begin{cases} r/R = 1 - 2\pi\mu, & r/R > r_o/R, \ \tilde{V} \leqslant 3.5 \\ r/R = r_o/R, & r/R \leqslant r_o/R, \ \tilde{V} \leqslant 3.5 \\ r/R = 1, & \tilde{V} > 3.5 \end{cases}$$

$$\mu = V_{возд} \cdot Cos\alpha / (\Omega R), \ \tilde{V} = V_{возд} / \sqrt{T / (2\rho F)}$$

Рис. 9

Моделируемые аэроупругие явления соосных несущих винтов

Моделируемые явления		ВЕРСИИ МОДЕЛИ				
		ULISS-6	ULISS-1	ULMFE	FLUT	MFE
1	$EI_x(r/R,\omega t)$ $EI_y(r/R,\omega t)$ $GI_p(r/R,\omega t)$	✓	✓			
2	$\overline{\varphi}_0 = \lVert \upsilon_{ij} \rVert \times \overline{M}$	✓			✓	✓
3	$V_i(r/R, \psi)$	✓				
4	C_y, C_{xp}, C_m $(\alpha, \dot{\alpha}, M, \dot{M})$	✓	✓	✓		
5	C_{y_MAX} $(\alpha, \dot{\alpha}, M)$	✓	✓	✓		
6	Аэроупругая деформация профиля лопасти	✓	✓	✓	✓	
7	Данные верхн. / нижн. винтов	✓	✓	✓	✓	✓

Рис. 10

Результаты аэроупругого моделирования соосных несущих винтов

Результаты анализа		ВЕРСИИ МОДЕЛИ				
		ULISS-6	ULISS-1	ULMFE	FLUT	MFE
1	Граница срывного флаттера	соосные винты	лопасть	лопасть		
2	Изгиб. моменты , нагрузки проводки управления , нагрузки бустера	соосные винты	лопасть	лопасть		
3	Упругие деформации	соосные винты	лопасть	лопасть		
4	Переменные нагрузки на втулках	соосные винты				
5	Расстояние между концами лопастей	соосные винты				
6	Флаттер в летных испытаниях	соосные винты	лопасть	лопасть		
7	Флаттер в наземных испытаниях	соосные винты			лопасть	
8	Собственные частоты			лопасть		лопасть

Рис. 11

Аэродинамические характеристики существующих аэродинамических профилей ЦАГИ-2, ЦАГИ-4 и перспективного профиля ЦАГИ-4М

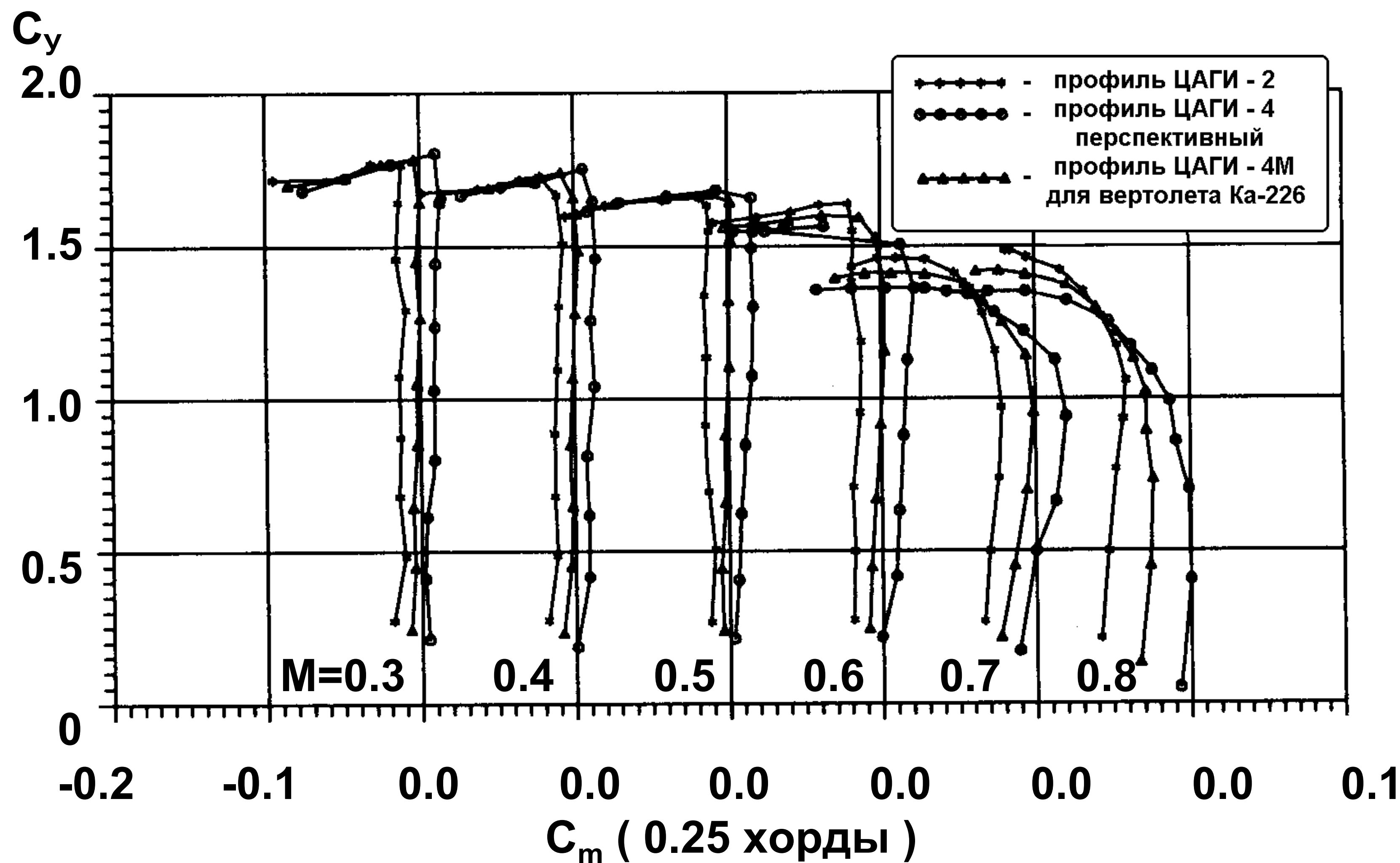
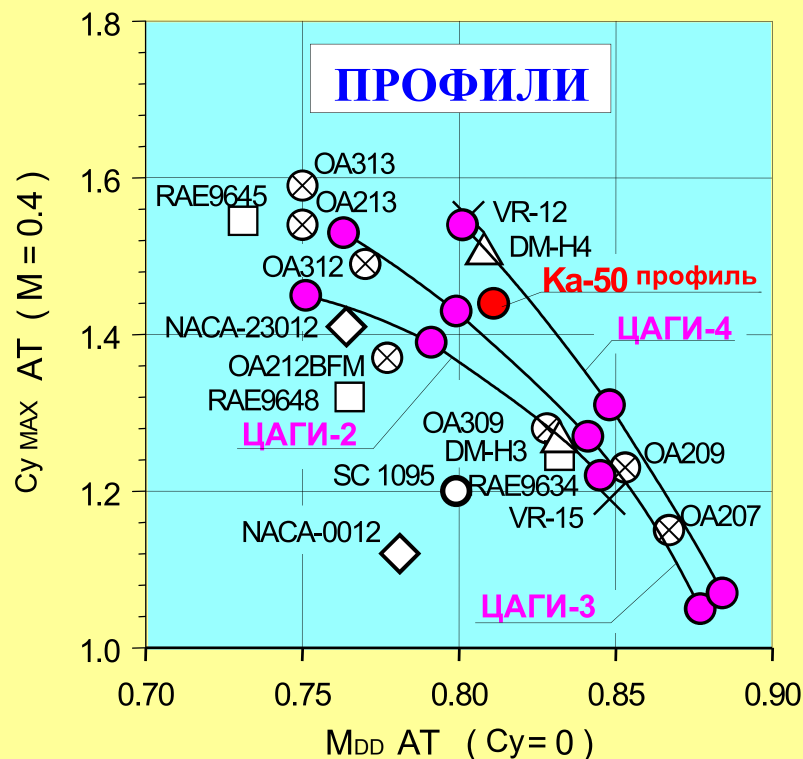
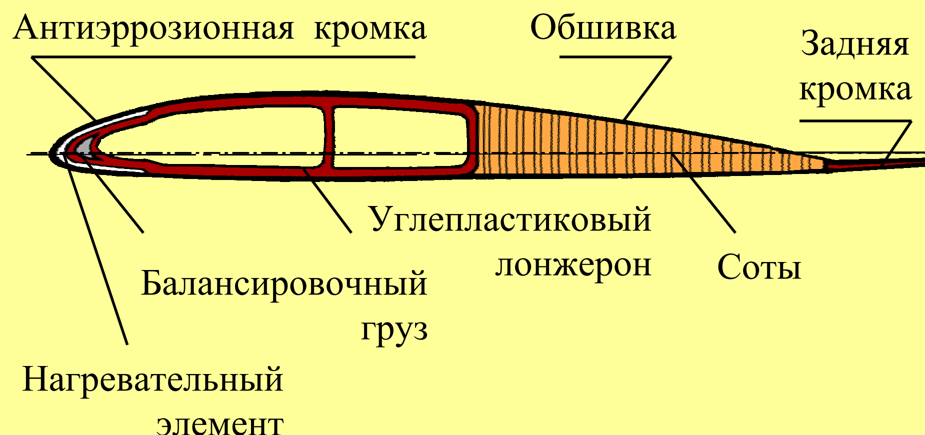


Рис. 12

Аэродинамический профиль лопасти



Ка-50 Аэродинамический профиль



Стреловидная законцовка

Узел крепления лопасти

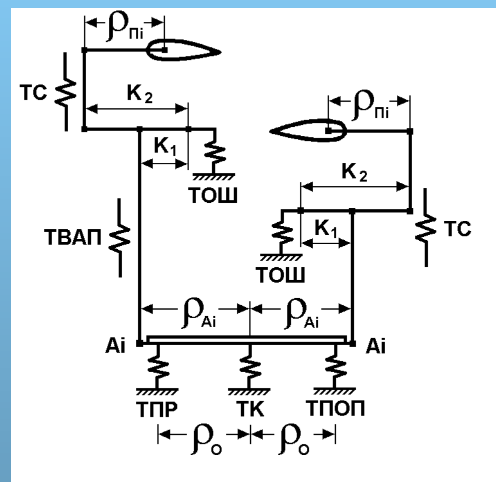
Хвостовая секция

Триммерная пластина

Рис. 13

Модель проводки управления несущими винтами вертолета Ка-32





Модель проводки управления несущими винтами вертолета Ка-50

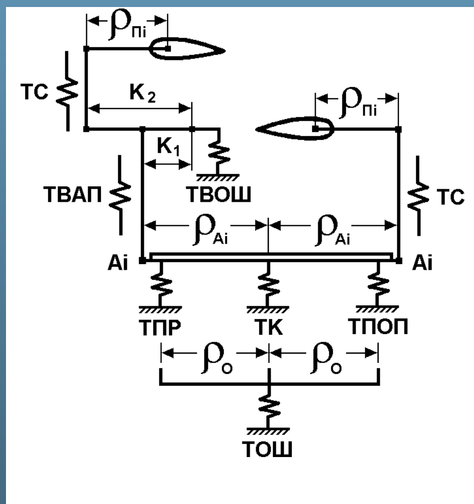
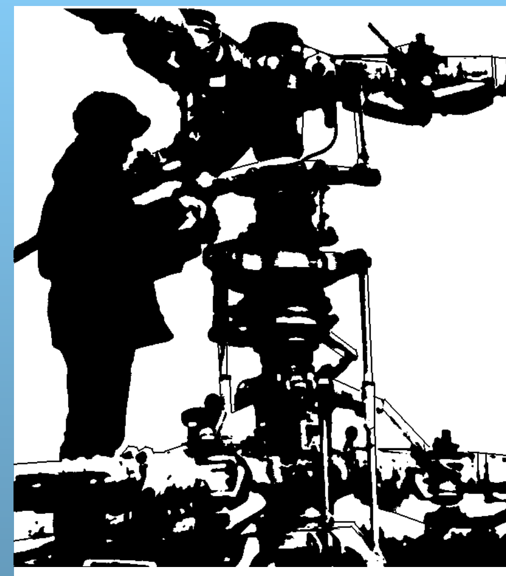
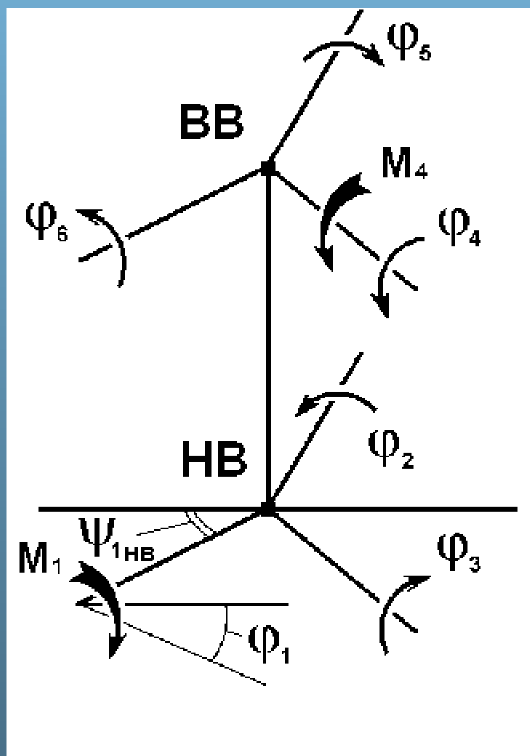




Рис. 14

Схема эксперимента по определению матрицы податливости проводки управления





$$\overline{\varphi} = \left\| \vartheta_{I,J} \right\| \times \overline{M}$$

$$\left| \begin{array}{c} \overline{\varphi}_1 \\ \overline{\varphi}_2 \\ \overline{\varphi}_3 \\ \overline{\varphi}_4 \\ \overline{\varphi}_5 \\ \overline{\varphi}_6 \end{array} \right| = \left\| \begin{array}{ccc:ccc} \vartheta_{11} & \vartheta_{12} & \vartheta_{13} & \vartheta_{14} & \vartheta_{15} & \vartheta_{16} \\ \vartheta_{21} & \vartheta_{22} & \vartheta_{23} & \vartheta_{24} & \vartheta_{25} & \vartheta_{26} \\ \vartheta_{31} & \vartheta_{32} & \vartheta_{33} & \vartheta_{34} & \vartheta_{35} & \vartheta_{36} \\ \hdashline \vartheta_{41} & \vartheta_{42} & \vartheta_{43} & \vartheta_{44} & \vartheta_{45} & \vartheta_{46} \\ \vartheta_{51} & \vartheta_{52} & \vartheta_{53} & \vartheta_{54} & \vartheta_{55} & \vartheta_{56} \\ \vartheta_{61} & \vartheta_{62} & \vartheta_{63} & \vartheta_{64} & \vartheta_{65} & \vartheta_{66} \end{array} \right\| \times \left| \begin{array}{c} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \\ M_4 \\ M_5 \\ M_6 \end{array} \right|$$

Рис. 15

Матрица податливости

АППРОКСИМАЦИЯ : $\vartheta_{I,J}(\psi_{1LR}) = f(TC, TK, TПОП, TПР, TВАП, TОШ, TВОШ, \psi_{1LR})$

ВЫЧИСЛЕНИЕ :

$$\vartheta_{I,J}(\psi_{1LR}) = \frac{КАЧ_J}{\rho_{ПJ}} \cdot \frac{КАЧ_I}{\rho_{ПI}} \cdot \{TK \cdot [KA_I \cdot (Sin\varphi_I + Cos\varphi_I) - 1] \cdot [KA_J \cdot (Sin\varphi_J + Cos\varphi_J) - 1] +$$

$$+ KA_I \cdot KA_J \cdot (TПОП \cdot Cos\varphi_I \cdot Cos\varphi_J + TПР \cdot Sin\varphi_I \cdot Sin\varphi_J)\} + TC + TВАП + \vartheta_{0\ I,J};$$

$$\vartheta_0 = \begin{Vmatrix} TОШ & 2TОШ \\ 2TОШ & 4TОШ + TВОШ \end{Vmatrix}; \quad \varphi_I = \begin{cases} \psi_{1LR} + ОП - \frac{\pi}{2} - \frac{2\pi}{K}(I-1); & I = 1, 2, \ldots, K \\ 2\pi - (\psi_{1LR} + ОП + DFI) - \frac{\pi}{2} - \frac{2\pi}{K}(I-K-1); & I = K+1, \ldots, 2K \end{cases}$$

Главные жесткости матрицы податливости и динамические жесткости из частотных испытаний

$$\begin{cases} M\ddot{\varphi} + \vartheta^{-1}\varphi = 0 \\ \varphi = u \cdot e^{ipt} \\ (\vartheta M - E/P_K^2) \cdot u = 0 \\ P_K^2 = 1/(\lambda_K I) \end{cases}$$

ИЗМЕРЕННЫЕ ЖЕСТКОСТИ ПРОВОДКИ УПРАВЛЕНИЯ НЕСУЩИМИ ВИНТАМИ Ка-32 ⇒

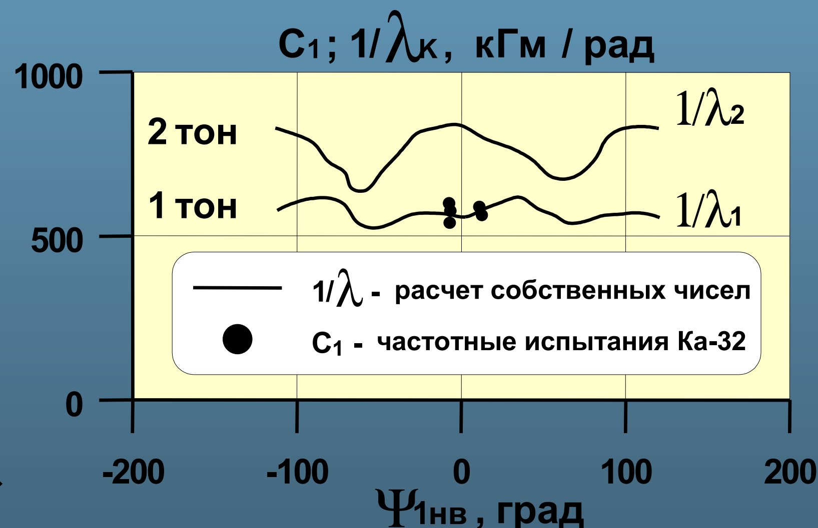


Рис. 16

Диапазон скоростей винтов

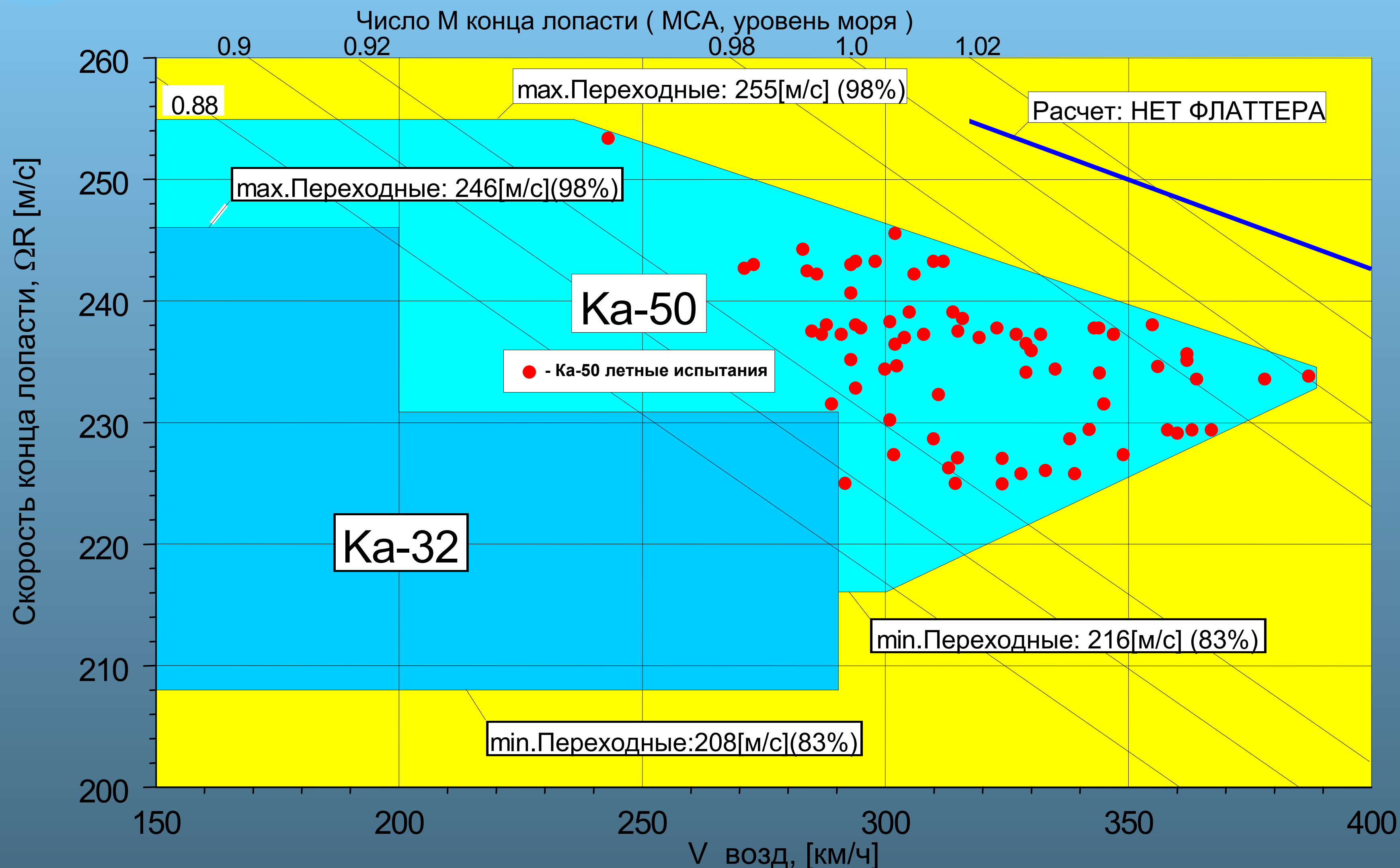


Рис. 17

Граница срывного флаттера

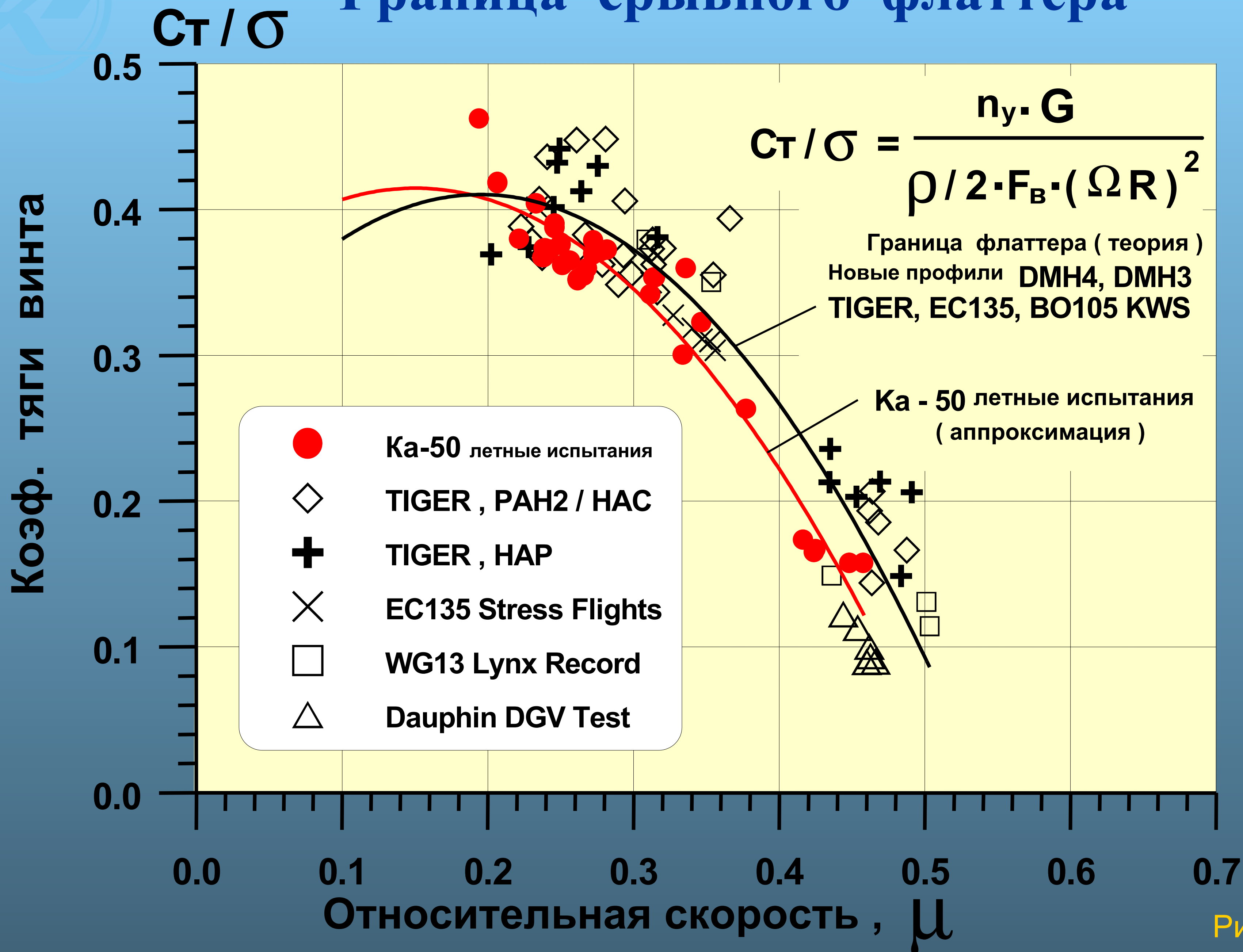
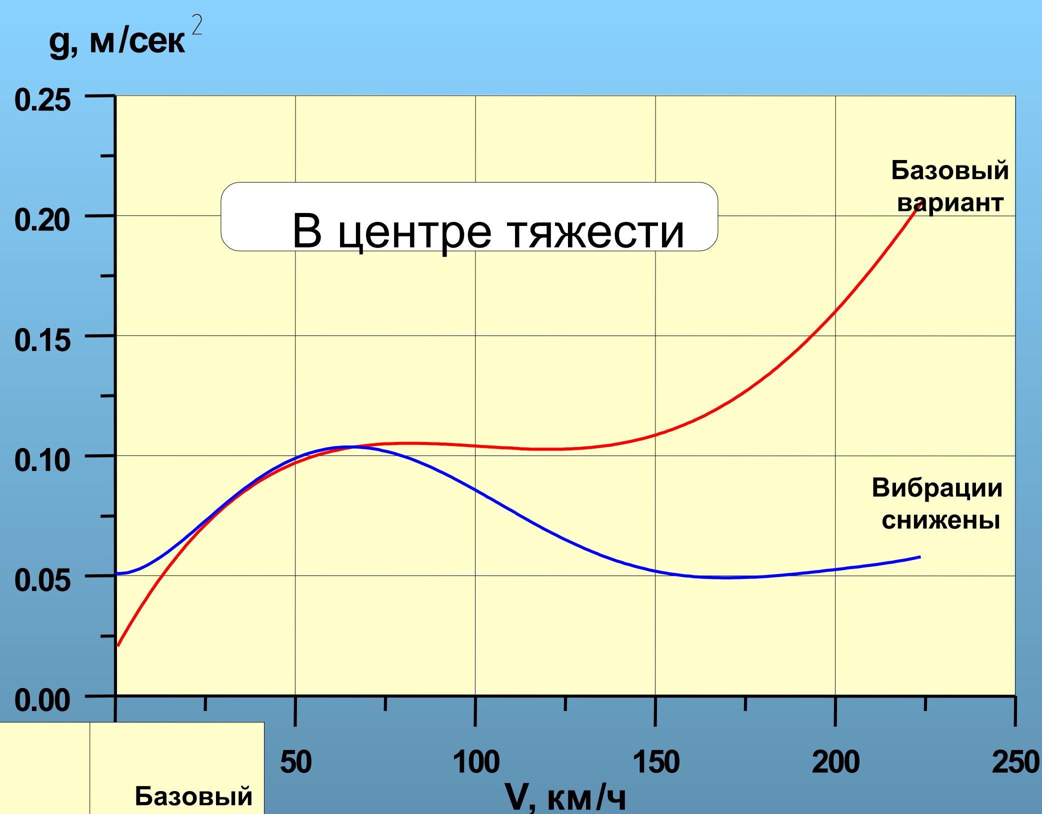
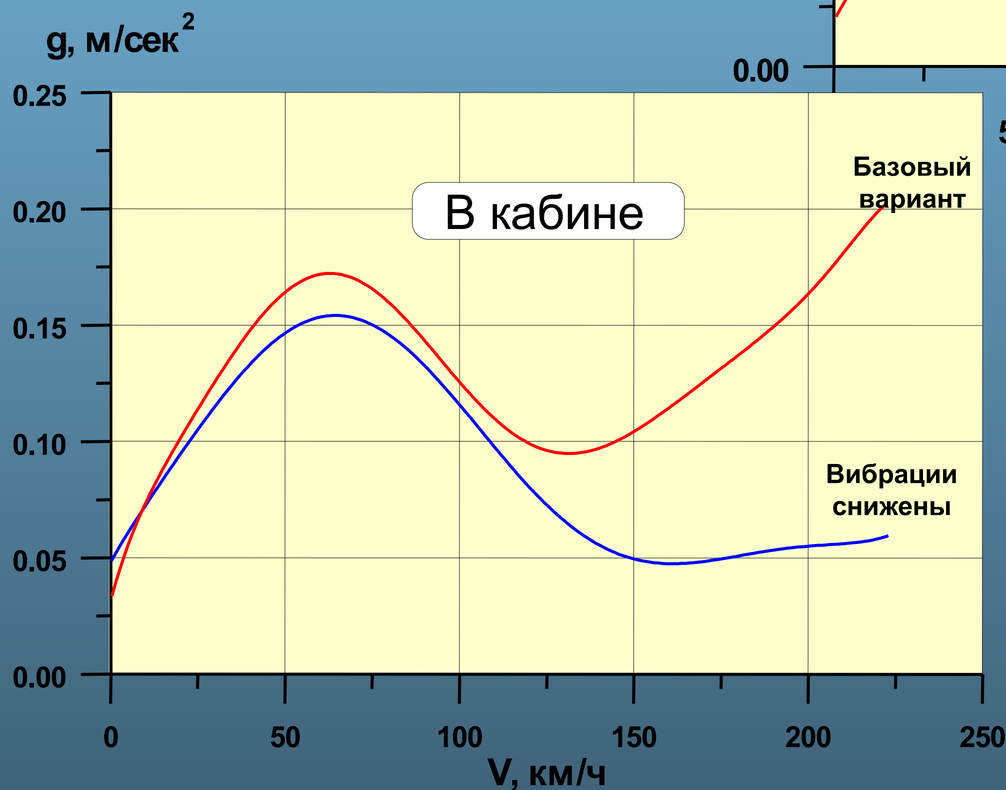


Рис. 18

Вертикальные вибрации с частотой 3ω

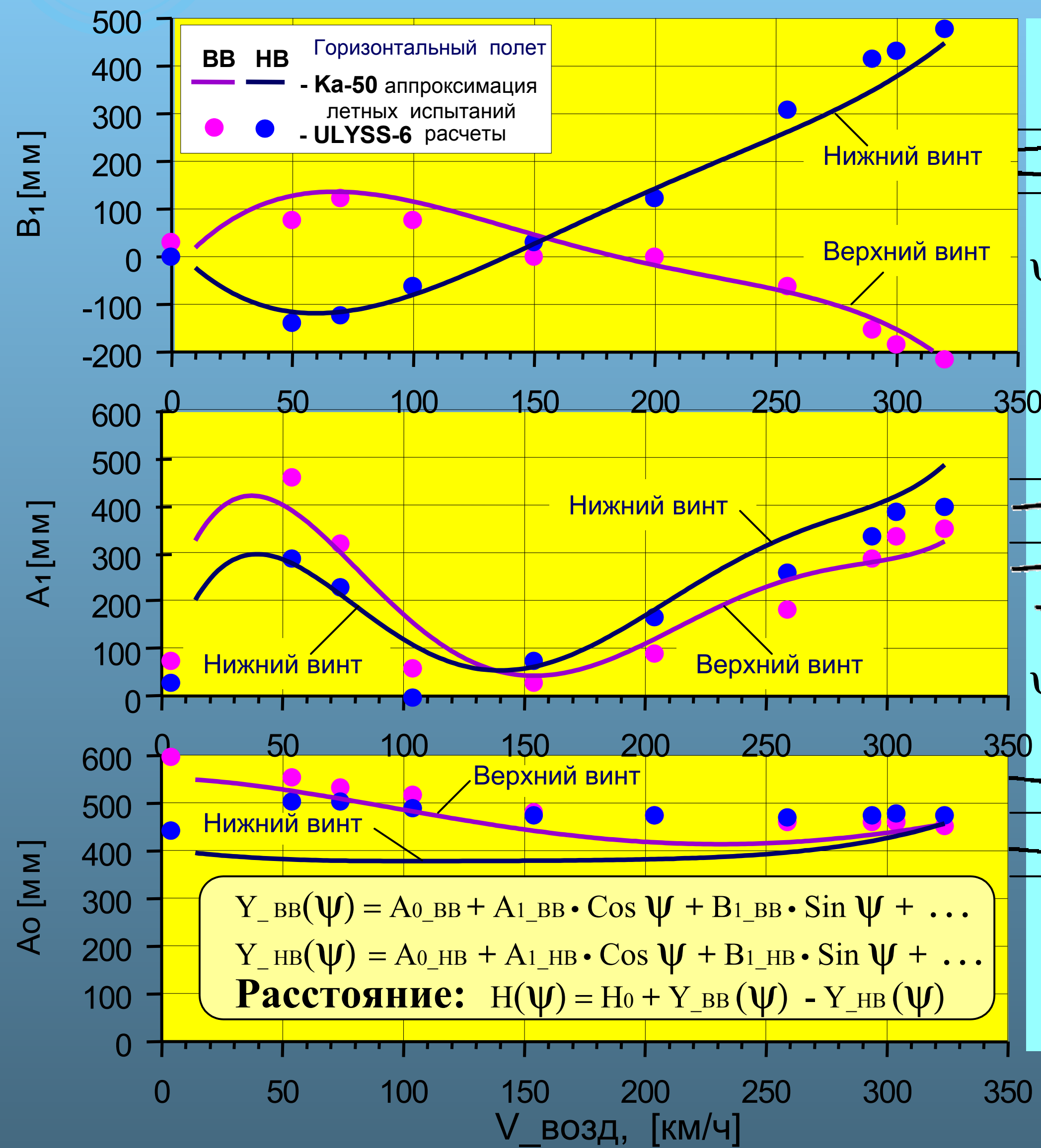




Вертолет Ка - 25

Рис. 19

Коэффициенты махового движения конца лопасти
Сравнение расчетов и результатов испытаний



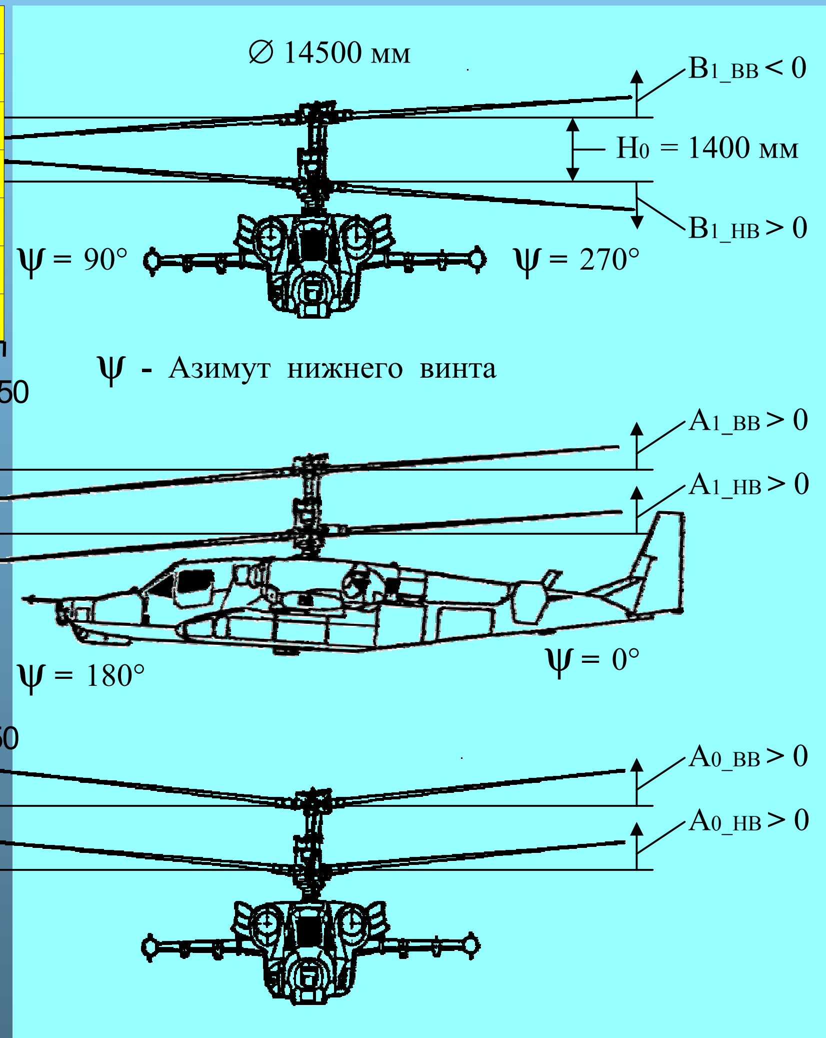
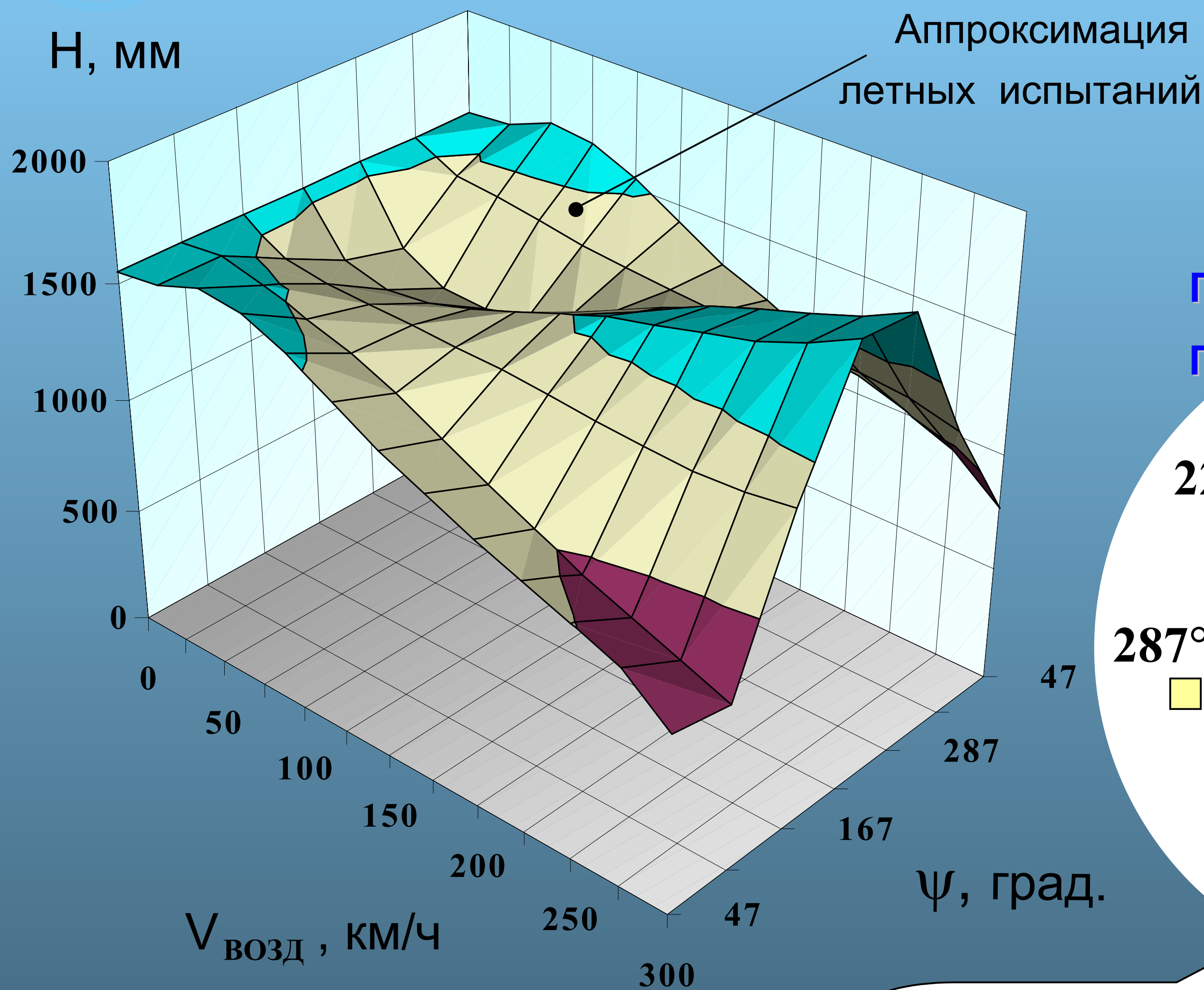
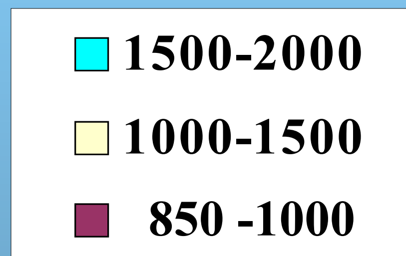
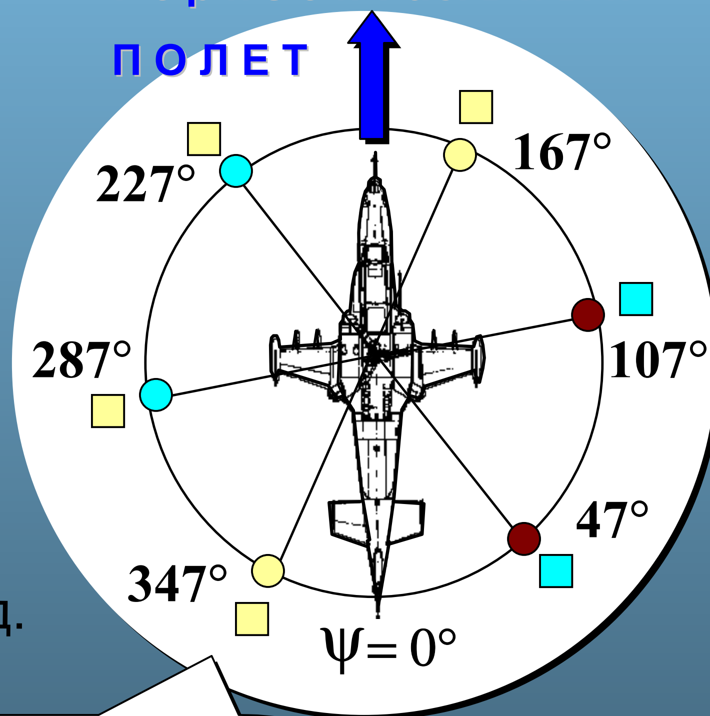


Рис. 20

Расстояние между концами лопастей верхнего и нижнего винтов в зависимости от скорости полета и азимута лопасти







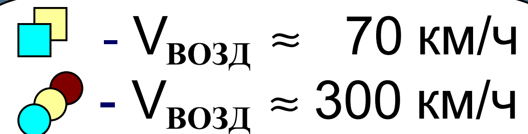


Рис. 21

Измеренные расстояния между концами лопастей верхнего и нижнего винтов

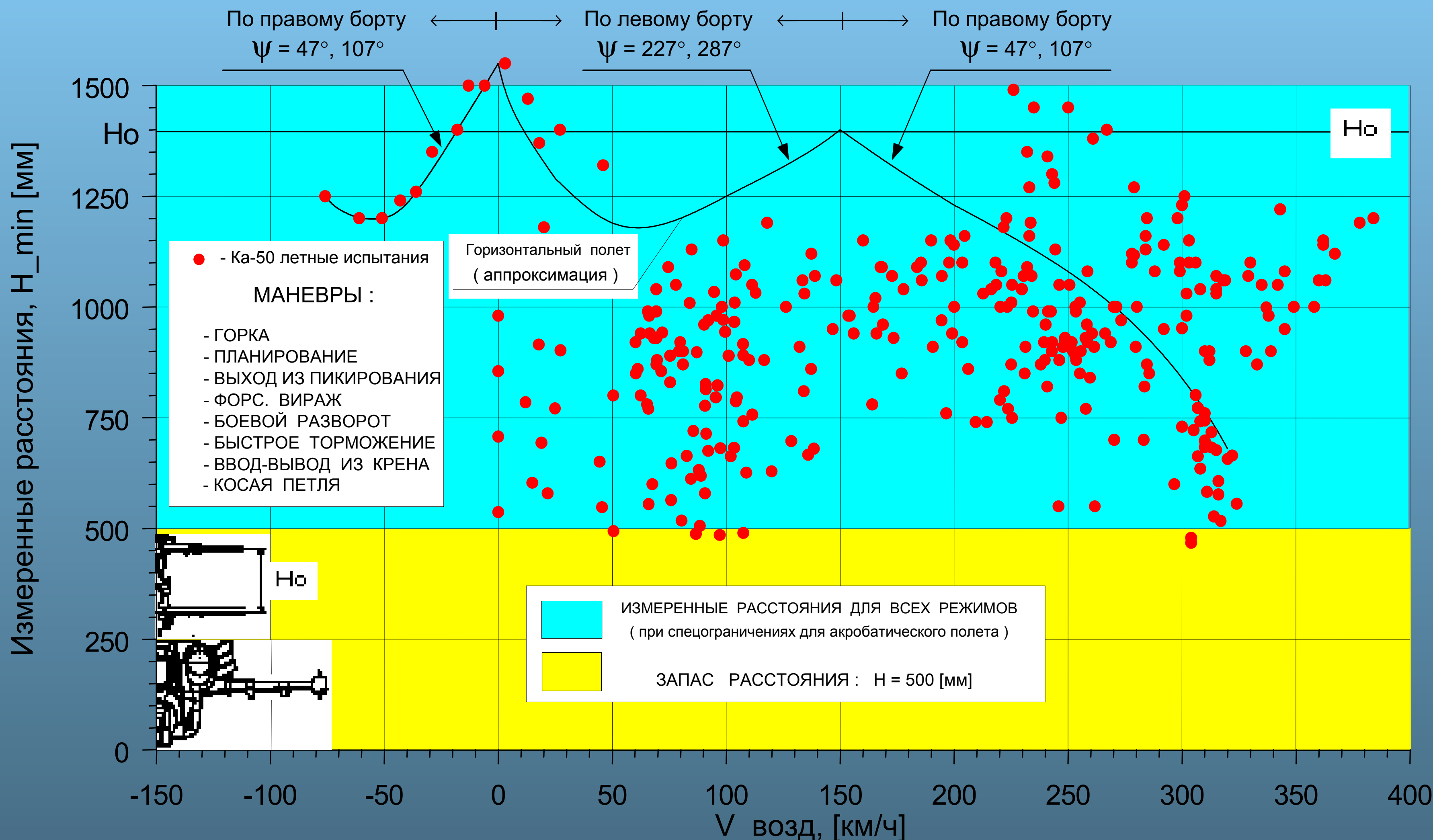


Рис. 22

Огибающие зависимостей коэффициента перегрузки от скорости полета

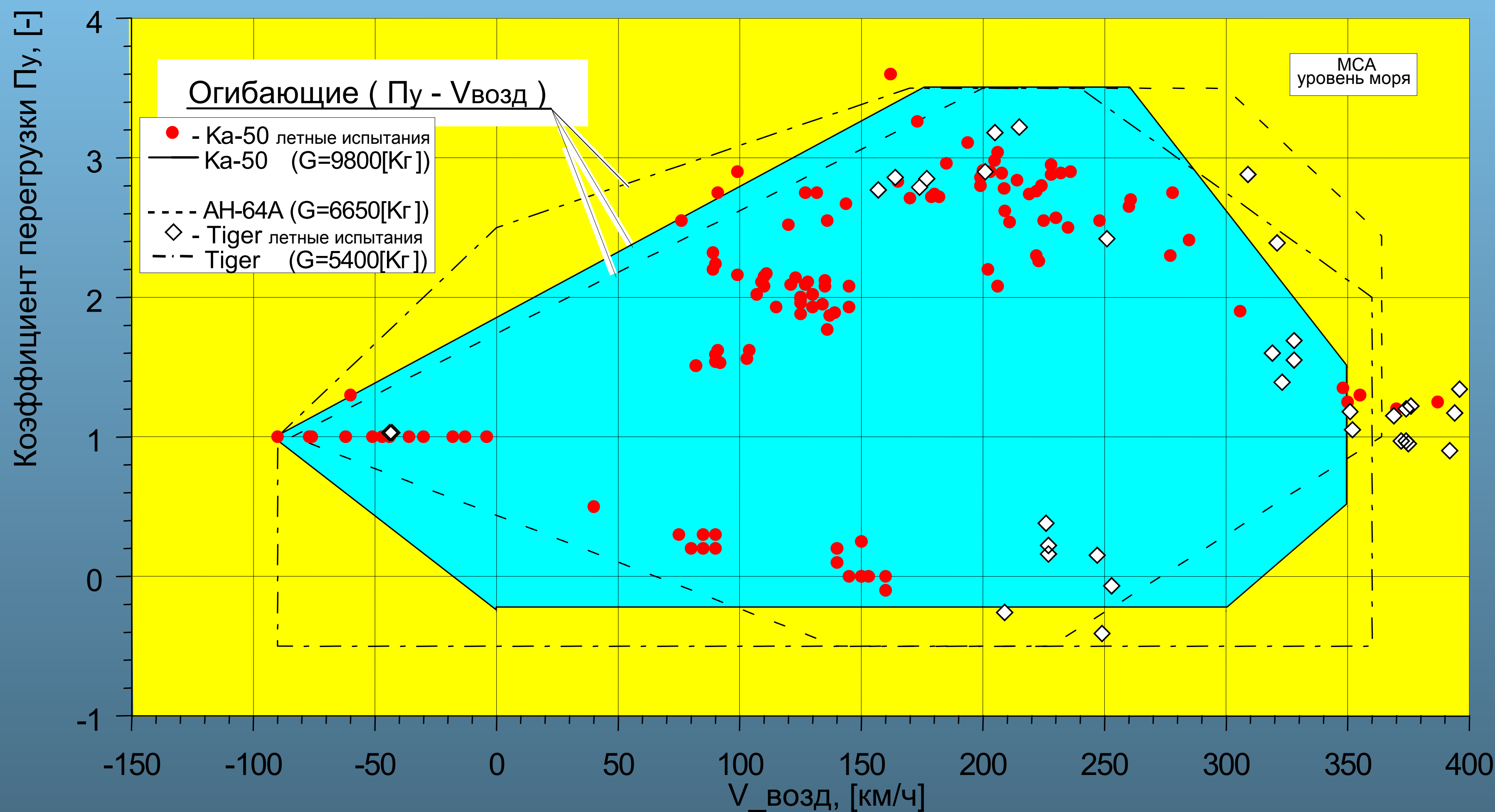


Рис. 23

Маневры демонстрационных полетов Ка-50

МАНЕВРЫ	ИЗМЕРЕННЫЕ ПАРАМЕТРЫ (MAX / MIN)				ОПИСАНИЕ
	Воздушная скорость Vвозд, [км/ч]	Коэффициент перегрузки Пу [-]	Углы тангажа [град]	Углы крена [град]	
Форсированный вираж (правый / левый)	280 ÷ 60	1.0 → 2.9 → 2.0	20 ÷ 50	0 ÷ - 70	Неустановившийся вираж с тангажом и креном
Плоский разворот (правый / левый)	220 ÷ 0	1.0 → 1.5 → 1.0	± 5	± 20	Величина скольжения ± 80 ÷ ± 90 [град.]
Разворот на горке (правый / левый)	280 ÷ 0	1.0 → 2.9 → 1.0 → 2.9 → 1.0	0 ÷ 90	± 90	
Пикирование	0 ÷ 390	1.0 → 0.25 → 2.9 → 1.0	0 ÷ - 90	± 30	Ввод, пикирование, вывод
Косая петля (правая / левая)	280 ÷ 70	1.0 → 2.9 → 1.2 → 3.5 → 1.0	0 ÷ 360	± 150	
Быстрое торможение (правое / левое)	150 ÷ 40	1.0 → 2.0 → 1.2 → 1.0	0 ÷ 40	± 55	Тангажом / креном торможение
Горка хвостом вперед	- 90 ÷ 0	1.0 → 1.5 → 1.0	0 ÷ - 70	± 10	Разгон на хвост и горка хвостом вперед

Рис. 24

Траектория полета при косой петле (правой)

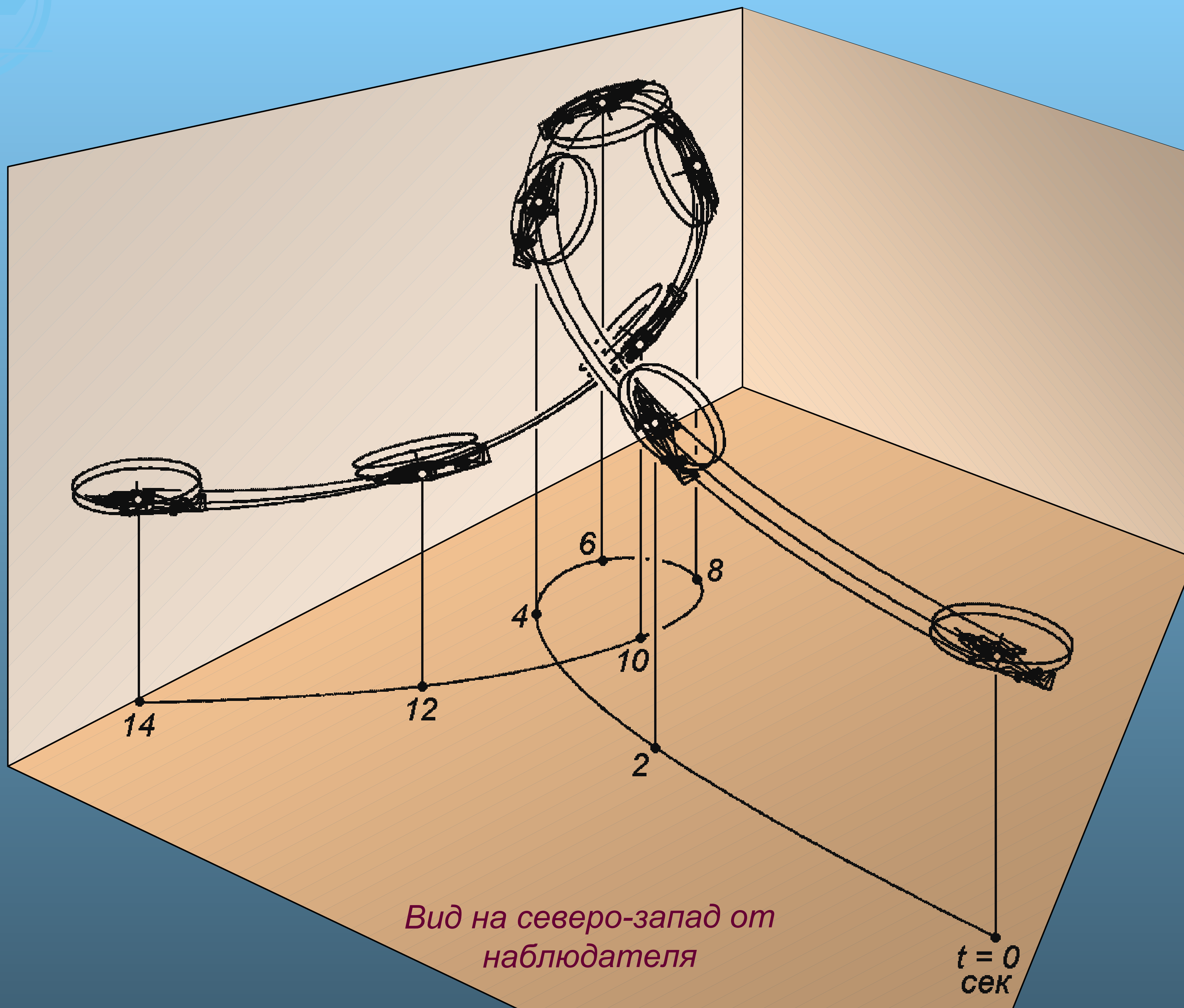


Рис. 25